

圆轨道欠驱动航天器编队重构脉冲控制

钟都都¹, 黄煦^{1,2}, 贾晓晓³, 金学敏⁴

(1. 中国人民解放军 96901 部队, 北京 100094; 2. 清华大学 精密仪器系, 北京 100084; 3. 中国人民解放军火箭军驻北京地区第七代表室, 北京 100039; 4. 中国人民解放军 96669 部队, 北京 102208)

摘要:针对圆轨道径向或迹向欠驱动航天器编队重构控制问题,提出了欠驱动脉冲控制方法。首先,基于圆轨道欠驱动航天器相对运动动力学模型,分析了两类欠驱动条件下的系统可控性和重构可行性。然后,解析推导了两类欠驱动条件下实现重构所需的最少脉冲次数以及对应的速度增量消耗。最后,设计数值仿真算例,验证了本文提出的欠驱动脉冲控制方法的正确性。仿真结果表明:径向和迹向欠驱动条件下均可实现圆轨道编队重构。与全驱动控制方法相比,欠驱动控制方法可有效避免由推力器故障引起的重构任务失效,故而提高了控制系统的灵活性与可靠性。

关键词:欠驱动航天器; 航天器编队; 构型重构; 脉冲控制; 圆轨道

中图分类号:V 448 文献标志码:A

DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.05.018

Impulsive Control of Underactuated Spacecraft Formation Reconfiguration in Circular Orbits

ZHONG Dudu¹, HUANG Xu^{1,2}, JIA Xiaoxiao³, JIN Xuemin⁴

(1. Troop 96901 of PLA, Beijing 100094, China; 2. Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China; 3. The Seventh Military Representative Office in Beijing of the PLA Rocket Force, Beijing 100039, China; 4. Troop 96669 of PLA, Beijing 102208, China)

Abstract: The paper investigates the impulsive control problem of underactuated spacecraft formation reconfiguration in circular orbits, with the loss of either the radial or in-track thrust. Firstly, based on the dynamical model of relative orbit motion in circular orbits, both system controllability and reconfiguration feasibility analyses are conducted for either underactuated case. Then, minimum impulse times and the corresponding velocity increment expenditure for formation reconfiguration are analytically derived. Finally, numerical simulations are presented to verify the validity of the proposed underactuated control schemes. Numerical results indicate that formation reconfiguration in circular orbits is still feasible even in the absence of radial or in-track thrust. In comparisons with the fully-actuated control method, the underactuated one proposed in this paper can effectively avoid the reconfiguration mission failure arising from the thruster malfunction, thus enhancing the adaptability and reliability of the control system.

Keywords: underactuated spacecraft; spacecraft formation flying; formation reconfiguration; impulsive control; circular orbits

0 引言

航天器编队飞行是空间任务中的一项关键技

术,可应用于对地观测、在轨服务、深空探测等任务^[1-3]。不同于传统单个大型航天器,航天器编队将

收稿日期:2019-04-24;修回日期:2019-08-29

基金项目:国家自然科学基金(61690213);湖南省自然科学基金(2017JJ2302)

作者简介:钟都都(1981—),男,博士,助理研究员,主要研究方向为导航、制导与控制。

通信作者:黄煦(1990—),男,博士,助理研究员,主要研究方向为飞行器动力学与控制。

以往单个航天器的功能分布在一群近距飞行的小型航天器内,因而具有低成本、低风险、高可靠性以及任务灵活性等优势^[4-6]。其中,显著改善的任务灵活性得益于编队构型的可重构性,即编队内的航天器可根据不同任务需求通过相对轨道机动的方式改变航天器间的相对位置,从而改变编队的几何构型^[7]。上述过程可定义为编队重构。作为编队飞行中的关键技术,编队重构控制成为研究热点与难点。

现有的编队重构控制方法可分为脉冲控制与连续推力控制方法。采用脉冲控制方法,VADDI等^[8]设计了圆轨道编队最优重构控制方案。ROSCOE等^[9]进一步考虑 J_2 摆动,设计了摄动环境下圆轨道编队重构最优脉冲控制策略。此外,SOBIESIAK等^[10]进一步对脉冲时刻进行了优化。对于连续推力控制方法,李静等^[11]采用同伦分析方法和间接优化方法推导了连续小推力作用的燃耗最优重构控制轨迹。针对类似问题,吴宝林等^[12]采用直接优化方法求解了最优控制轨迹。此外,滑模控制^[13]、鲁棒控制^[14]、神经网络控制^[15]等方法也被应用于连续推力作用的重构控制方案设计。

然而,上述脉冲或连续推力控制方法均基于相对轨道动力学系统为全驱动控制系统的假设设计,即航天器径向、迹向和法向均存在独立的控制通道。若某一方向的推力器出现故障,系统成为欠驱动系统,即系统独立控制数目小于系统自由度的系统^[16]。此时,上述全驱动控制方法均不再适用。显然,针对推力器故障问题,最为直接的解决方法为安装备份推力器^[17]。但考虑到小型编队航天器的质量和成本约束,更为经济有效的方法为设计欠驱动控制器。

针对欠驱动重构控制问题,国内外学者已开展了一系列研究,主要包括径向欠驱动和迹向欠驱动两类控制方法。对于径向欠驱动控制方法,LEONARD等^[18]基于航天器间的相对大气阻力近似作用于迹向的假设,提出了仅采用迹向相对大气阻力进行编队构型控制的概念。KUMAR等^[19]采用线性反馈控制方法设计了圆轨道径向欠驱动编队重构控制器,且 VARMA等^[20]采用线性滑模控制方法解决了类似问题。对于迹向欠驱动控制方法,GOODARD等^[17]分析了迹向欠驱动条件下的圆轨道编队重构可行性,并基此设计了线性滑模控制器。随后,黄煦等^[21]解析推导了两类欠驱动条件下的圆轨道编队重构最优解析,并基此设计了自适应控制器。

然而,上述控制方案均假设控制器为连续推力,故而不适用于脉冲推力的控制方式。考虑到脉冲推力更易于工程实现,本文将研究脉冲推力作用下的圆轨道径向或迹向欠驱动编队重构控制方法。

综上,与现有成果相比,本文的不同与改进之处在于:1)与全驱动重构控制方法^[7-15]相比,本文提出的控制方法可适用于径向和迹向欠驱动两类情况,故而可有效避免由推力器故障引起的重构任务失效;2)与现有全驱动重构控制方案相比,采用本文提出的欠驱动控制方案可有效减小控制器数目,进而减轻航天器系统质量,降低系统成本,更加符合未来小型化、低成本的编队航天器的发展需求;3)与连续推力作用的欠驱动控制方法^[17-21]相比,本文提出的控制方法采用脉冲推力方式,故而更贴合工程实际,减少操作难度。

1 动力学建模与分析

1.1 动力学模型

坐标系定义如图1所示。由图可见,主航天器运行于圆轨道,从航天器飞行于主航天器附近,并与之构成编队。 $O_E X_1 Y_1 Z_1$ 为地心惯性坐标系, O_E 为地心。主从航天器相对运动在轨道坐标系 O_cxyz 中描述,其中, O_c 为主航天器质心, x 轴沿主航天器地心距矢量 \mathbf{R}_c 方向, z 轴沿主航天器轨道面法向, y 轴与 x 、 z 轴构成右手笛卡尔直角坐标系。 O_D 为从航天器质心,且 \mathbf{R}_D 为从航天器地心距矢量。

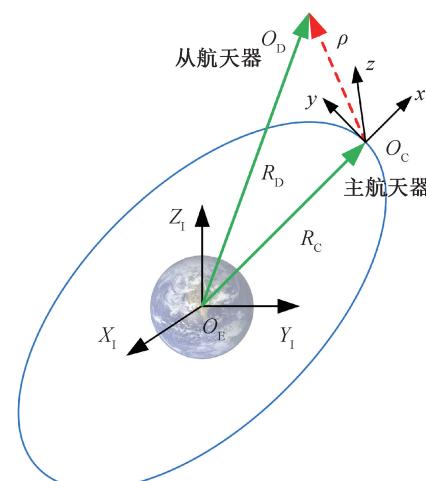


图1 坐标系定义

Fig.1 Definition of coordinate frames

定义 $\rho = R_D - R_C = [x \ y \ z]^T$ 为主从航天器相对位置矢量, 假设主从航天器相对距离远小于其地心距, 则主从航天器相对运动方程可表述为^[22]

$$\dot{\bar{X}} = \bar{A}X + \bar{B}_i U_i, \quad i = 1, 2 \quad (1)$$

其中

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{A}_{vp} & \mathbf{A}_{vv} \end{bmatrix}, \bar{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 2} \\ \bar{B}_{i2} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{A}_{vp} = \begin{bmatrix} 3n^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_{vv} = \begin{bmatrix} 0 & 2n & 0 \\ -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\bar{B}_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \bar{B}_{22} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $X = [\rho^T \ \dot{\rho}^T]^T$ 为主从航天器相对运动状态矢量, 且 $\dot{\rho} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 为主从航天器相对速度矢量; 下标 $i=1$ 和 $i=2$ 分别表示径向和迹向欠驱动情况。对于径向欠驱动情况, 控制输入 $U_1 = [U_y \ U_z]^T$, 对于迹向欠驱动情况, 控制输入 $U_2 = [U_x \ U_z]^T$; $\mathbf{0}_{M \times N}$ 和 $\mathbf{I}_{M \times N}$ 分别表示维数为 $M \times N$ 的零矩阵和单位矩阵; $n = \sqrt{\mu/a_c^3}$ 为主航天器的平均轨道角度, 其中, μ 为地球引力常数, a_c 为主航天器轨道长半轴。

需要指出的是, 上述线性化模型仅对近距航天器成立。一般地, 对于相对距离在 100 km 范围的航天器, 由线性化假设引起的误差不超过 0.03%^[23]。本文中讨论的航天器编队范围在几千米范围之内, 因此, 由线性化引起的误差可忽略不计。

1.2 能控性分析

主从航天器相对运动模型式(1)为线性时不变系统。根据线性系统理论^[24], 系统 (\bar{A}, \bar{B}_1) 在径向欠驱动条件下仍完全可控。相反, 迹向欠驱动条件下, 系统 (\bar{A}, \bar{B}_2) 非完全可控, 可按能控性结构分解为

$$\dot{\bar{X}} = \begin{bmatrix} \dot{\bar{X}}^c \\ \dot{\bar{X}}^u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{cc} & \bar{A}_{cu} \\ \mathbf{0}_{1 \times 5} & \bar{A}_{uu} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{X}^c \\ \bar{X}^u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{B}_c \\ \mathbf{0}_{1 \times 2} \end{bmatrix} U_2 \quad (5)$$

其中

$$\bar{A}_{cc} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ n/2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \bar{A}_{cu} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 3n/2 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\bar{A}_{uu} = 0, \bar{B}_c = [\mathbf{0}_{2 \times 3} \ \mathbf{I}_{2 \times 2}]^T \quad (6)$$

式中: $\bar{X}^c = [\dot{y} \ z \ y \ \dot{x} \ \dot{z}]^T$ 为可控状态矢量, 且 $\bar{X}^u = \dot{y} + 2nx$ 为不可控状态矢量。

1.3 可行性分析

对于径向欠驱动情况, 由于系统仍完全可控, 因而编队重构仍可行。相反, 对于迹向欠驱动情况, 系统非完全可控, 但这并不影响编队重构的可行性, 具体原因有两方面。一方面, 对于圆参考轨道, 若要构成无长期漂移的自然周期性相对轨道, 主从航天器的相对运动状态应满足 $\dot{y} + 2nx = 0$ ^[7], 即对于初始的编队构型和待重构的构型, 都需满足上述条件。另一方面, 对于编队重构问题, 初始时刻主从航天器构成编队, 故有 $\bar{X}^u = \dot{y} + 2nx = 0$ 成立。由于 \bar{X}^u 的不可控性, 将在整个控制过程中保持其初值不变, 即 $\bar{X}^u = 0$, 恰好满足待重构的构型条件。因此, 迹向欠驱动条件下, 编队重构仍可行。

2 脉冲控制

如式(1)所示, 对于近距圆轨道相对运动, 平面内与平面外的相对运动状态解耦。同时, 对于径向或迹向欠驱动情况, 法向的相对运动与径向和迹向相对运动独立, 且法向相对运动动力学系统为全驱动控制系统。因此, 法向脉冲控制可采用常规全驱动脉冲控制方法设计, 且对径向和迹向相对运动无影响。基此, 本文仅对平面内的欠驱动脉冲控制方法进行设计, 法向全驱动控制方法可参考文献[25]。

2.1 径向欠驱动

径向欠驱动条件下, 定义平面内相对运动状态矢量为 $X_1 = [x \ y \ \dot{x} \ \dot{y}]^T$, 则平面内相对运动模型可表述为

$$\dot{X}_1 = A_1 X_1 + B_1 U_y \quad (7)$$

式中

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 2n \\ 0 & 0 & -2n & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(7)的解析解为

$$\mathbf{X}_1(t_f) = \Phi_1(t_f, t_0)\mathbf{X}_1(t_0) + \sum_{i=1}^k \Phi_{1v}(t_f, t_i)\Delta V_{yi} \quad (9)$$

式中: t_0, t_f 分别为初始和终端时刻; t_i 为施加迹向脉冲的时刻。 $\Phi_1(\tau_2, \tau_1)$ 为状态转移矩阵, 即

$$\Phi_1 = \begin{bmatrix} 4-3c & 0 & s/n & 2(1-c)/n \\ 6(s-n) & 1 & 2(c-1)/n & 4s/n-3\Delta\tau \\ 3ns & 0 & c & 2s \\ 6n(c-1) & 0 & -2s & 4c-3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $\Delta\tau = \tau_2 - \tau_1$; $s = \sin n\Delta\tau$ 且 $c = \cos n\Delta\tau$ 。 $\Phi_{1v} = \Phi_1(:, 4)$, 即 Φ_{1v} 为矩阵 Φ_1 的第 4 列。

定义 $\Delta\mathbf{X}_1 = \mathbf{X}_1(t_f) - \Phi_1(t_f, t_0)\mathbf{X}_1(t_0)$, $\mathbf{F}_1 = [\Phi_{1v}(t_f, t_1) \quad \Phi_{1v}(t_f, t_2) \quad \dots \quad \Phi_{1v}(t_f, t_k)]$, 且 $\Delta\mathbf{V}_1 = [\Delta V_{y1} \quad \Delta V_{y2} \quad \dots \quad \Delta V_{yk}]^T$, 则式(9)可简化为

$$\Delta\mathbf{X}_1 = \mathbf{F}_1 \Delta\mathbf{V}_1 \quad (11)$$

式(11)为 k 元一次方程组, 其中, $\Delta\mathbf{X}_1 \in \mathbf{R}^4$, $\mathbf{F}_1 \in \mathbf{R}^{4 \times k}$ 且 $\Delta\mathbf{V}_1 \in \mathbf{R}^k$, \mathbf{R} 表示实数域。显然, 当 $k < 4$ 时, 方程组无解; 当 $k = 4$ 时, 若 $\text{rank}(\mathbf{F}_1) = 4$, 方程组有唯一解, 其中 rank 表示矩阵的秩; 当 $k > 4$ 时, 方程组有无穷组解。由此可得, 一般情况下, 实现径向欠驱动编队重构脉冲控制的最小次数为 4, 并且当 4 次脉冲的时刻 t_i 确定时, 每次脉冲施加的速度增量 ΔV_{yi} 也随之确定, 即

$$\Delta\mathbf{V}_1 = \mathbf{F}_1^{-1} \Delta\mathbf{X}_1 \quad (12)$$

2.2 迹向欠驱动

迹向欠驱动条件下, 由于系统非完全可控, 定义 $\mathbf{X}_2 = [y \quad \dot{x} \quad \dot{y}]^T$ 为可控相对运动状态矢量。由式(5)可得, 平面内相对运动模型的能控部分可表述为

$$\dot{\mathbf{X}}_2 = \mathbf{A}_2 \mathbf{X}_2 + \mathbf{B}_2 U_x \quad (13)$$

式中

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & n/2 \\ 0 & -2n & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

同理可得, 式(14)的解析解为

$$\mathbf{X}_2(t_f) = \Phi_2(t_f, t_0)\mathbf{X}_2(t_0) + \sum_{i=1}^k \Phi_{2v}(t_f, t_i)\Delta V_{xi} \quad (15)$$

式中: Φ_{2v} 为状态转移矩阵 $\Phi_2(\tau_2, \tau_1)$ 的第 2 列, 即 $\Phi_{2v} = \Phi_2(:, 2)$; $\Phi_2(\tau_2, \tau_1)$ 的表达式为

$$\Phi_2 = \begin{bmatrix} 1 & 2(c-1)/n & s/n \\ 0 & c & s/2 \\ 0 & -2s & c \end{bmatrix} \quad (16)$$

定义 $\Delta\mathbf{X}_2 = \mathbf{X}_2(t_f) - \Phi_2(t_f, t_0)\mathbf{X}_2(t_0)$, $F_2 = [\Phi_{2v}(t_f, t_1) \quad \Phi_{2v}(t_f, t_2) \quad \dots \quad \Phi_{2v}(t_f, t_k)]$, 且 $\Delta\mathbf{V}_2 = [\Delta V_{x1} \quad \Delta V_{x2} \quad \dots \quad \Delta V_{xk}]^T$, 则式(15)可简化为

$$\Delta\mathbf{X}_2 = \mathbf{F}_2 \Delta\mathbf{V}_2 \quad (17)$$

同理, 式(17)为 k 元一次方程组, 其中 $\Delta\mathbf{X}_2 \in \mathbf{R}^3$, $\mathbf{F}_2 \in \mathbf{R}^{3 \times k}$ 且 $\Delta\mathbf{V}_2 \in \mathbf{R}^k$ 。显然, 当 $k < 3$ 时, 方程组无解; 当 $k = 3$ 时, 若 $\text{rank}(\mathbf{F}_2) = 3$, 则方程组有唯一解; 当 $k > 3$ 时, 则方程组有无穷组解。由此可得, 一般情况下, 实现迹向欠驱动编队重构脉冲控制的最小次数为 3, 并且当 3 次脉冲的时刻 t_i 确定时, 每次脉冲施加的速度增量 ΔV_{xi} 也随之确定, 即

$$\Delta\mathbf{V}_2 = \mathbf{F}_2^{-1} \Delta\mathbf{X}_2 \quad (18)$$

3 数值仿真及结果分析

假设主航天器运行于轨道高度为 500 km 的圆轨道, 初始时刻主从航天器构成半径 $r = 0.5$ km 的投影圆编队, 其几何构型表达式为^[7]

$$\begin{aligned} x &= (r/2)\sin(nt + \phi_0) \\ y &= r\cos(nt + \phi_0) \end{aligned} \quad (19)$$

式中: r 为投影圆编队半径, 且 ϕ_0 为相位角。本算例中假设初始编队构型的相位角为 0, 即 $\phi_0 = 0$ 。

选取待重构的构型为 $r = 1.0$ km 且 $\phi_0 = \pi/2$ 的投影圆编队, 且终端时刻选定为 $t_f = T$, 其中 T 表示主航天器轨道周期。两类欠驱动情况下的仿真结果如下所述。

3.1 径向欠驱动

选取的 4 次脉冲时刻见表 1。由式(12)计算得到的脉冲速度增量也总结于表 1。可见, 实现重构所需的脉冲数量级在 10^{-1} 至 10^{-2} m/s 数量级, 所需的总速度增量消耗约为 0.76 m/s。对于比冲为 3 km/s 的轨控发动机, 所耗燃料质量约为航天器总

质量的 0.025%，符合工程实际的合理范围。

表 1 脉冲时刻与速度增量($V_x=0$)

Tab.1 Impulse time and velocity increment ($V_x=0$)

t_i	$T/5$	$2T/5$	$3T/5$	$4T/5$
$\Delta V_{yi} / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	-0.208 9	0.379 2	-0.131 7	-0.038 6

图 2 和图 3 分别给出了重构过程中的相对位置和相对速度轨迹,且图 4 给出了重构过程中的相对转移轨道。由图可见,从航天器从较小的编队构型出发,经过 4 次脉冲变轨后,进入较大的编队构型,从而实现了编队重构,证明了式(12)的正确性。

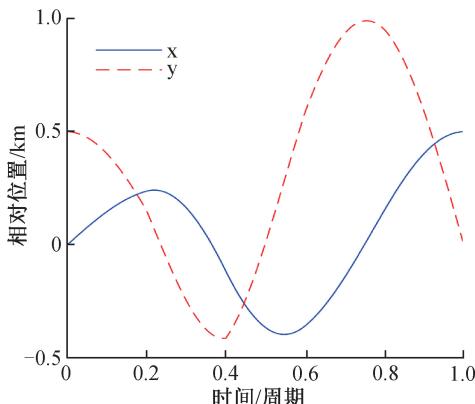


图 2 相对位置轨迹($V_x=0$)

Fig.2 Time histories of relative position ($V_x=0$)

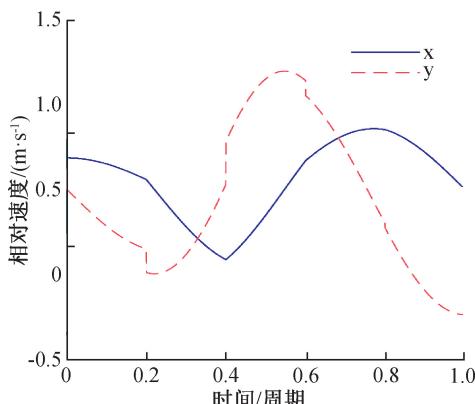


图 3 相对速度轨迹($V_x=0$)

Fig.3 Time histories of relative velocity ($V_x=0$)

3.2 迹向欠驱动

选定的 3 次脉冲时刻见表 2。对应地,由式(18)计算得到的脉冲速度增量也列于表 2。可见,单次脉冲的速度增量消耗约为 10^{-1} m/s 数量级,且总速度增量消耗约为 0.83 m/s,在本算例中略多于径向欠驱动情况。同理,对于比冲为 3 km/s 的轨

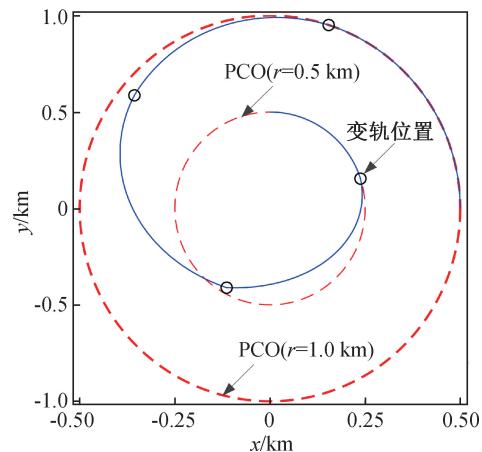


图 4 重构转移轨道($V_x=0$)

Fig.4 Transfer trajectory of formation reconfiguration ($V_x=0$)

控发动机,所耗燃料质量约为航天器总质量的 0.028%,符合工程实际的合理范围。

表 2 脉冲时刻与速度增量($V_y=0$)

Tab.2 Impulse time and velocity increment ($V_y=0$)

t_i	$T/4$	$2T/4$	$3T/4$
$\Delta V_{xi} / (\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	-0.415 0	0.276	0.138 3

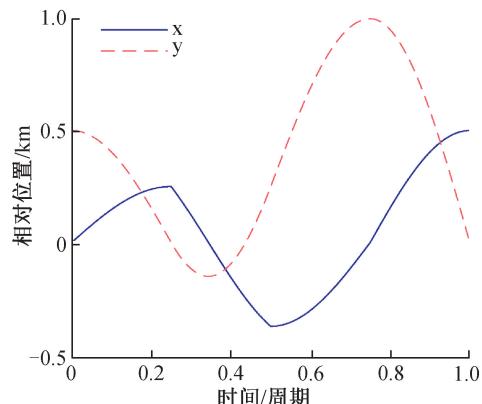


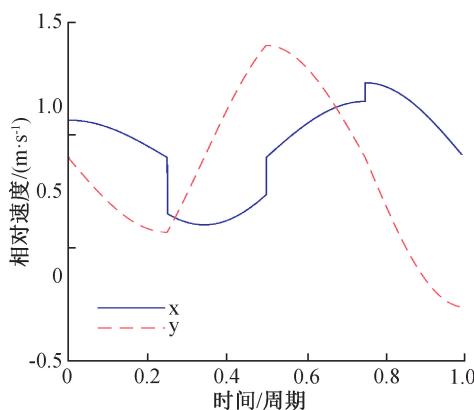
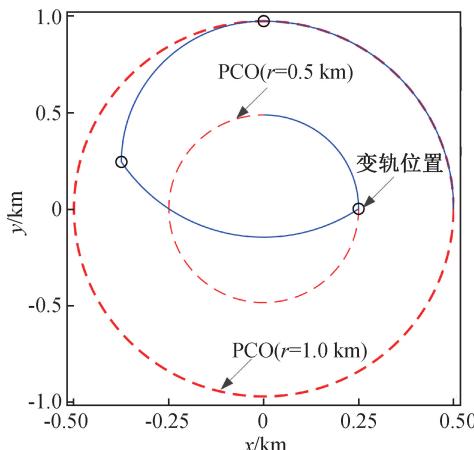
图 5 相对位置轨迹($V_y=0$)

Fig.5 Time histories of relative position ($V_y=0$)

同理,图 5 和图 6 给出了迹向欠驱动条件下重构过程的相对位置和相对速度轨迹。图 7 给出了重构过程的相对转移轨道,可见,从航天器从较小的编队出发,经过 3 次变轨后,到达期望的编队,实现了编队重构,验证了式(18)的正确性。

4 结束语

本文研究了径向和迹向欠驱动条件下的圆轨道编队重构脉冲控制问题。基于两类欠驱动条件下的

图6 相对速度轨迹($V_y = 0$)Fig.6 Time histories of relative velocity ($V_y = 0$)图7 重构转移轨道($V_y = 0$)Fig.7 Transfer trajectory of formation reconfiguration ($V_y = 0$)

相对轨道动力学模型,开展了系统能控性与重构可行性分析,并基此解析推导了实现重构所需的最少脉冲次数以及对应的脉冲速度增量。理论分析与仿真结果表明径向或迹向欠驱动条件下,圆轨道编队重构仍可行。通常条件下,径向欠驱动时,实现轨道面内重构所需的最少脉冲次数为4次;迹向欠驱动时,实现轨道面内重构所需的最少脉冲次数为3次。相较于全驱动重构控制方案,本文提出的欠驱动控制方案可有效避免由推力器故障引起的重构任务失效。此外,若主动采取欠驱动控制方案,可有效减少推力器数目,减轻系统质量,降低系统成本,满足编队航天器小型化、低成本的发展需求。当前研究针对二体圆轨道,后续研究将进一步考虑摄动因素以及椭圆参考轨道,进行欠驱动编队重构控制设计,并对脉冲时刻与脉冲速度增量进行优化。

参考文献

- [1] LEE D, SANYAL A K, BUTCHER E A. Asymptotic tracking control for spacecraft formation flying with decentralized collision avoidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(4): 587-600.
- [2] WANG Z, XU Y, JIANG C, et al. Self-organizing control for satellite clusters using artificial potential function in terms of relative orbital elements[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 84: 799-811.
- [3] 王兆魁,张育林.推力方向受限条件下的编队构型变结构控制[J].宇航学报,2009,30(2):572-578.
- [4] HUANG X, YAN Y, ZHOU Y. Optimal spacecraft formation establishment and reconfiguration propelled by the geomagnetic Lorentz force[J]. Advances in Space Research, 2014, 54(11): 2318-2335.
- [5] JIANG C, WANG Z, ZHANG Y. Development of the new approach of formation initialization using spring separation mechanism considering J_2 perturbation[J]. Acta Astronautica, 2015, 55: 2616-2627.
- [6] 王兆魁,张育林.分布式卫星群构形初始化控制策略[J].宇航学报,2004(3): 23-26.
- [7] SABOL C, BURNS R, MCLAUGHLIN C A. Satellite formation flying design and evolution[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(2): 270-278.
- [8] VADDI S S, ALFRIEND K T, VADALI S R, et al. Formation establishment and reconfiguration using impulsive control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(2): 262-268.
- [9] ROSCOE C W T, WESTPHAL J J, GRIESBACH J D, et al. Formation establishment and reconfiguration using differential elements in J_2 -perturbed orbits[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(9): 1725-1740.
- [10] SOBIESIAK L A, DAMAREN C J. Impulsive space-craft formation maneuvers with optimal firing times [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(10): 1994-1999.
- [11] LI J, XI X. Fuel-optimal low-thrust reconfiguration of formation-flying satellites via homotopic approach [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(6): 1709-1717.
- [12] WU B, WANG D, POH E K, et al. Nonlinear optimization of low-thrust trajectory for satellite formation: Legendre pseudospectral method[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(4):

- 1371-1381.
- [13] LIU H, LI J. Terminal sliding mode control for spacecraft formation flying[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2009, 45(3): 835-846.
- [14] DANG Z, ZHANG Y. Formation control using μ -synthesis for inner-formation gravity measurement satellite system[J]. Advances in Space Research, 2012, 49(10): 1487-1505.
- [15] ZOU A, KUMAR K D. Adaptive output feedback control for spacecraft formation flying using Chebyshev neural networks[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 24(3): 361-372.
- [16] 赖旭芝,余锦华,吴敏.欠驱动机械系统控制[M].北京:科学出版社,2013: 2-10.
- [17] GODARD, KUMAR K D, ZOU A. Robust station-keeping and reconfiguration of underactuated spacecraft formation[J]. Acta Astronautica, 2014, 105(2): 495-510.
- [18] LEONARD C L, HOLLISTER W M, BERGMANN E V. Orbital formation keeping with differential drag[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1989, 12(1): 108-113.
- [19] KUMAR K D, BANG H C, TAHK M J. Satellite formation flying using along-track thrust[J]. Acta Astronautica, 2007, 61(7/8): 553-564.
- [20] VARMA S, KUMAR K D. Multiple satellite formation flying using differential aerodynamic drag[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2012, 49(2): 325-336.
- [21] HUANG X, YAN Y, ZHOU Y. Analytical solutions to optimal underactuated spacecraft formation reconfiguration[J]. Advances in Space Research, 2015, 56(10): 2151-2166.
- [22] 黄静,孙禄君,孙俊,等.基于预设性能控制的超紧密航天器编队防碰撞协同控制[J].飞控与探测,2019,2(03):52-60.
- [23] DANG Z, WANG Z, ZHANG Y. Modeling and analysis of relative hovering control for spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(4): 1091-1102.
- [24] 郑大钟.线性系统理论[M].北京:清华大学出版社,2002: 200-205.
- [25] 唐国金,罗亚中,张进.空间交会对接任务规划[M].北京:科学出版社,2008: 122-123.

(本文编辑:应振华)

(上接第 120 页)

- [3] REPPERT S M, ZHU H, WHITE R H. Polarized light helps monarch butterflies navigate[J]. Current Biology, 2004, 14(2): 155-158.
- [4] MUHEIM R. Behavioural and physiological mechanisms of polarized light sensitivity in birds[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 2011, 366(1565): 763-771.
- [5] JARABO A, GUTIERREZ D. Bidirectional rendering of polarized light transport[J]. Nature, 2015, 527(7578): 278-278.
- [6] LAMBRINOS D, M? LLER R, LABHART T, et al. A mobile robot employing insect strategies for navigation[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2000, 30(1/2): 39-64.
- [7] CHU J, ZHAO K, ZHANG Q, et al. Construction and performance test of a novel polarization sensor for navigation[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2008, 148(1): 75-82.
- [8] ZHAO K, CHU J, WANG T, et al. A novel angle algorithm of polarization sensor for navigation[J].

- IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2009, 58(8): 2791-2796.
- [9] 褚金奎,王威,崔岩,等.气溶胶对天空偏振辐射影响的测量[J].光学精密工程,2012,20(3): 520-526.
- [10] 陈永台,张然,林威,等.天空实时全偏振成像探测器设计与搭建[J].光学精密工程,2018,26(4): 816-824.
- [11] 褚金奎,张慧霞,王寅龙,等.多方向偏振光实时定位样机的设计与搭建[J].光学精密工程,2017,25(2): 312-318.
- [12] 卢鸿谦,尹航,黄显林.偏振光/地磁/GPS/SINS 组合导航方法[J].宇航学报,2007,28(4): 897-902.
- [13] 黄显林,李明明,卢鸿谦,等.非线性地磁/GPS/SINS 组合导航方法[J].哈尔滨工程大学学报,2010, 31(10): 1340-1347.
- [14] 王玉杰,胡小平,练军想,等.仿生偏振光定向算法及误差分析[J].宇航学报,2015, 36(2): 211-216.
- [15] 支炜,褚金奎,关乐.基于偏振光及红外传感器的辅助定姿方法[J].中国惯性技术学报,2015, 23(4): 528-532.

(本文编辑:应振华)